

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 2002-317797

(43)Date of publication of application : 31.10.2002

(51)Int.Cl. F04D 29/38
F04D 29/54(21)Application number : 2001-120593 (71)Applicant : ISHIKAWAJIMA HARIMA HEAVY IND
CO LTD

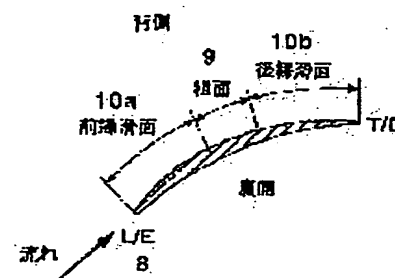
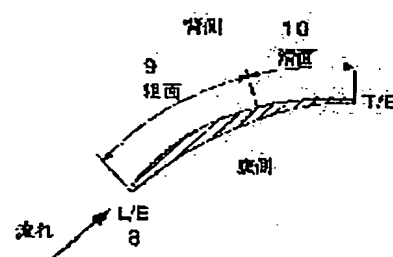
(22)Date of filing : 19.04.2001 (72)Inventor : NAKANO TSUGUJI

(54) COMPRESSOR BLADE AND PRESSURE LOSS REDUCING METHOD

(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To provide a compressor blade capable of securing the stable operation range of a compressor and a pressure loss reducing method thereof by restricting the generation of a layer flow separating bubbles and the development of a turbulent flow boundary layer in a low-Raynolds number range to improve the efficiency of the compressor, and preventing the reduction of a surge margin.

SOLUTION: A front half part of the blade from a front edge to a back side is formed with a rough surface 9 having relatively large surface roughness in relation to a rear half part of the blade. The rough surface 9 having $Ra=1.6-0.8a$ of surface roughness is formed at about 60% of the chord length formed from the front edge to the back side of the blade, and a smooth surface 10 having relatively small surface roughness is formed in the rear half part of the blade.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of extinction of right]

BEST AVAILABLE COPY

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開2002-317797

(P2002-317797A)

(43) 公開日 平成14年10月31日 (2002. 10. 31)

(51) Int.Cl.

識別記号

F I

キーワード (参考)

F 0 4 D 29/38

F 0 4 D 29/38

A 3 H 0 3 3

29/54

29/54

E 3 H 0 3 4

審査請求 未請求 請求項の数 4 O L (全 10 頁)

(21) 出願番号 特願2001-120593(P2001-120593)

(22) 出願日 平成13年4月19日 (2001. 4. 19)

(71) 出願人 000000099

石川島播磨重工業株式会社

東京都千代田区大手町2丁目2番1号

(72) 発明者 中野 嗣治

東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229 石川島

播磨重工業株式会社瑞穂工場内

(74) 代理人 100097515

弁理士 堀田 実 (外1名)

Fターム (参考) 3H033 AA02 AA16 BB03 BB08 BB17

CC02 DD04 DD06 DD25 EE08

3H034 AA02 AA16 BB03 BB08 BB17

CC03 DD07 DD22 EE08

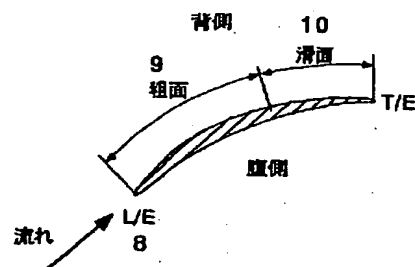
(54) 【発明の名称】 圧縮機翼とその圧力損失低減方法

(57) 【要約】

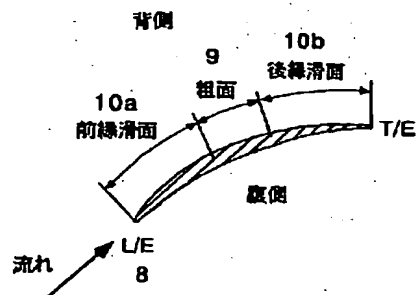
【課題】 低レイノルズ数領域における層流剥離泡の発生と乱流境界層の発達を抑制して圧縮機の効率を向上させるとともに、サージ余裕の減少を防止し、圧縮機の安定作動領域を確保することができる圧縮機翼とその圧力損失低減方法を提供する。

【解決手段】 翼の前縁から背側の前半部分に、翼の後半部分に比較して表面粗さが相対的に粗い粗面9を有する。また翼の前縁から背側の弦長の約60%付近までに表面粗さが $R_a = 1.6 \sim 0.8a$ の粗面9を有し、翼の後半部分に表面粗さが相対的に滑らかな滑面10を有する。

(A)



(B)



【特許請求の範囲】

【請求項1】 翼の前縁から背側の前半部分に、翼の後半部分に比較して表面粗さが相対的に粗い粗面（9）を有する、ことを特徴とする圧縮機翼。

【請求項2】 翼の前縁から背側の弦長の約60%付近までに表面粗さが $R_a = 1.6 \sim 0.8a$ の粗面（9）を有し、翼の後半部分に表面粗さが相対的に滑らかな滑面（10）を有する、ことを特徴とする請求項1に記載の圧縮機翼。

【請求項3】 翼の前縁から背側の翼面速度のピーク部までに表面粗さが相対的に滑らかな前縁滑面（10a）を有し、前記ピーク部から背側の弦長の約60%付近までに表面粗さが $R_a = 1.6 \sim 0.8a$ の粗面（9）を有し、翼の後半部分に表面粗さが相対的に滑らかな後縁滑面（10b）を有する、ことを特徴とする請求項1に記載の圧縮機翼の圧力損失低減方法。

【請求項4】 圧縮機翼の前縁から背側の前半部分の少なくとも一部の表面粗さを粗く形成し、翼の後半部分の表面粗さを細かく形成する、ことを特徴とする圧縮機翼の圧力損失低減方法。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】本発明は、層流剥離泡の発生と乱流境界層の発達を抑制する圧縮機翼とその圧力損失低減方法に関する。

【0002】

【従来の技術】図9はターボジェットエンジンの模式的構成図であり、空気取入口1、圧縮機2、燃焼器3、ガスタービン4、アフターバーナ5、ジェットノズル6、等を備えている。かかるターボジェットエンジンでは、空気を空気取入口1から導入し、圧縮機2でこの空気を圧縮し、燃焼器3内で燃料を燃焼させて高温の燃焼ガスを発生させ、発生した燃焼ガスでガスタービン4を駆動し、このガスタービン4で圧縮機2を駆動し、アフターバーナ5でタービンを出た排ガスにより燃料を再度燃焼させ、高温の燃焼排ガスをジェットノズル6で膨張させて後方に噴出し、推力を発生するようになっている。この構成は、ターボジェットエンジン以外のジェットエンジンでも同様である。

【0003】

【発明が解決しようとする課題】上述したジェットエンジンやその他のガスタービンにおいて、圧縮機を構成する動翼や静翼（以下、単に翼という）の表面は、従来全体が一定の表面粗さに形成されていた。しかし、翼表面全体の表面粗さが細かい（滑らかな）場合、翼の背側の前半部分で層流剥離泡が生じ、圧力損失が大きくなる問題点があった。また、この層流剥離泡は、表面粗さを粗くすることにより減らすことができるが、この場合には翼の後半部分において乱流境界層が発達し、翼全体の圧力損失を減らすことができない。

【0004】すなわち、低レイノルズ数領域で作動する翼列では、層流剥離泡に起因した大きな剥離が起こり、大きな圧力損失を生ずる。また、圧縮機の場合に、この層流剥離により、設計時のレイノルズ数に対するサージ線の低下を招き、サージ余裕が減少する。このため、通常のレイノルズ数では問題にならないような作動条件においても圧縮機の作動が不安定になってしまい、遂にはエンジン全体が不安定となるおそれがあった。

【0005】本発明はかかる問題点を解決するために創案されたものである。すなわち、本発明は、低レイノルズ数領域における層流剥離泡の発生と乱流境界層の発達を抑制して圧縮機の効率を向上させるとともに、サージ余裕の減少を防止し、圧縮機の安定作動領域を確保することができる圧縮機翼とその圧力損失低減方法を提供することにある。

【0006】

【課題を解決するための手段】本発明によれば、翼の前縁から背側の前半部分に、翼の後半部分に比較して表面粗さが相対的に粗い粗面（9）を有する、ことを特徴とする圧縮機翼が提供される。

【0007】また、本発明によれば、圧縮機翼の前縁から背側の前半部分の少なくとも一部の表面粗さを粗く形成し、翼の後半部分の表面粗さを細かく形成する、ことを特徴とする圧縮機翼の圧力損失低減方法が提供される。

【0008】上記本発明の方法及び装置によれば、翼背側の前半部分の粗い表面粗さにより層流剥離泡が抑えられ、かつ翼後半部分では表面粗さが細かいので乱流境界層の発達が抑えられる。その結果、翼の圧力損失を低減できる。

【0009】本発明の好ましい実施形態によれば、翼の前縁から背側の弦長の約60%付近までに表面粗さが $R_a = 1.6 \sim 0.8a$ の粗面（9）を有し、翼の後半部分に表面粗さが相対的に滑らかな滑面（10）を有する。

【0010】この構成により、翼の前縁（L/E）から背側の弦長の約60%付近までの領域において、 $R_a = 1.6 \sim 0.8a$ の相対的に粗い粗面（9）により、翼背側の前半部分で層流剥離泡を効果的に抑えることができる。また、翼の後半部分を相対的に滑らかな滑面（10）とすることにより、翼後半部分で乱流境界層の発達を効果的に抑えることができる。

【0011】また、翼の前縁から背側の翼面速度のピーク部までに表面粗さが相対的に滑らかな前縁滑面（10a）を有し、前記ピーク部から背側の弦長の約60%付近までに表面粗さが $R_a = 1.6 \sim 0.8a$ の粗面（9）を有し、翼の後半部分に表面粗さが相対的に滑らかな後縁滑面（10b）を有する、ことが好ましい。

【0012】このように、前側部分を全部粗くするのではなく、加速領域であり、乱れ度が生じにくい前縁（L

／E) から背側の翼面速度のピーク部までを相対的に滑らかな前縁滑面 (10a) とすることで、この部分の抵抗を低減することができる。また、背側の翼面速度のピーク部から背側の弦長の約60%付近までを表面粗さ $Ra = 1.6 \sim 0.8a$ の相対的に粗い粗面 (9) とすることで、層流剥離泡を効果的に抑えられる。更に、翼の後半部分を表面粗さが相対的に滑らかな後縁滑面 (10b) とすることで、全体の圧損を抑え、かつ効率向上を図ることができる。

【0013】

【発明の実施の形態】以下、本発明の好ましい実施形態を図面を参照して説明する。なお、各図において共通する部分には同一の符号を付して使用する。

【0014】図1 (A) (B) は、本発明による圧縮機翼の模式的断面図である。図1 (A) において、本発明の圧縮機翼7は、翼の前縁8 (L/E、リーディングエッジ) から背側の前半部分に、翼の後半部分に比較して表面粗さが相対的に粗い粗面9を有する。更に、具体的には、翼の前縁8から背側の弦長の約60%付近までに表面粗さ $Ra = 1.6 \sim 0.8a$ の粗面9を有し、翼の後半部分に表面粗さが相対的に滑らかな滑面10を有する。この構成により、後述するように、翼背側の前半部分の粗い表面粗さにより層流剥離泡が抑えられ、翼後半部分では表面粗さが細かいので乱流境界層の発達が抑えられる。その結果、翼の圧力損失を低減できる。

【0015】また、図1 (B) では、翼の前縁8から背側の翼面速度のピーク部Aまでに相対的に滑らかな前縁滑面10aを有し、背側の翼面速度のピーク部Aから背側の弦長の約60%付近までに表面粗さが $Ra = 1.6 \sim 0.8a$ の相対的に粗い粗面9を有し、翼の後半部分に表面粗さが相対的に滑らかな後縁滑面10bを有する。すなわち、前側部分を全部粗くするのではなく、加速領域であり、乱れ度が生じにくい前縁 (L/E) から背側の翼面速度のピーク部までを相対的に滑らかな表面10a (滑面) とすることで、この部分の抵抗を低減できる。また、背側の翼面速度のピーク部から背側の弦長の約60%付近までに表面粗さが $Ra = 1.6 \sim 0.8a$ の相対的に粗い表面9 (粗面) とすることで、図1

(A) と同様に層流剥離泡を効果的に抑えられる。更に、翼の後半部分を表面粗さが相対的に滑らかな表面10b (滑面) とすることで、乱流境界層の発達が抑えられる。その結果、全体の圧損を抑え、かつ効率向上を図ることができる。

【0016】

【実施例】図2のような圧縮機翼列について、全体が滑らかなSmooth翼 (1種) と、翼面を粗くしたRough翼 (3種) の計4種類の翼を製作し性能試験を行った。Rough翼は、B1、B2、B3の3種であり、B1が最も粗く、B3が最も滑らかである。翼の設計レイノルズ数 (Re) は450000である。

【0017】図3は、各翼の翼面マッハ数分布図である。Re=300000、450000では各翼に差はなく、 $X/L = 0.42 \sim 0.64$ の部分に層流剥離が見られる。Re=600000では層流剥離泡が各翼で異なっている。Smooth翼に対してRough翼B3では剥離泡が小さくなっており、B2では更に小さくなり、B1では層流剥離泡が無くなっている。Re=800000では最も粗いB1で $X/L = 0.7$ 付近から大きな乱流剥離が生じている。このときB1より滑らかなB2では、乱流剥離泡は小さく ($X/L = 0.88$) なっている。Re=1000000では、これらの傾向がより顕著に現れている。

【0018】図4は、各翼の圧力損失のReに対する変化を示す図である。B1ではRe=600000において層流剥離が抑えられているものの、圧力損失は若干増えている。B1の圧損はRe=800000になると大きく増加しているが、これは前述した大きな乱流剥離によっている。B2とB3の圧損増加はReに対して直線的であるが、B3の増加率はB2に対して小さい。

【0019】図5は、Re450000と600000における境界層計測結果である。流入角は設計角度である。各翼の境界層厚さ δ はRe600000において、異なっている。粗いB1、B2ではかなり大きく、またB3でもSmooth翼よりは大きくなっている。排除厚 (δ_1) からは、層流剥離泡が粗い形態において小さく抑えられていることがわかる。また後縁 (T/E) での排除厚は粗い形態で大きくなっている。形状係数 H_{12} の図は境界層の特性を示している。Re=450000においてはSmooth翼とB3翼の $X/L = 0.4$ 付近に形状係数が3を越えている部分があるが、これが層流剥離を示している。このとき、粗いB1、B2では形状係数の増加は見られず、粗いことによって層流剥離が抑えられていることがわかる。その一方で、T/E付近にて粗い翼ほど形状係数が大きくなっているのは乱流剥離が起きつつあることを示している。

【0020】図6はRe=450000における乱れ度である。左端の図は $X/L = 0.56$ における乱れ度の分布であり、この位置は層流剥離が発生する位置に相当している。粗いB1では、Smooth翼に対して壁面近くの乱れ度が小さくなっており、このことから層流剥離が抑えられていることがわかる。 $X/L = 0.76$ においてはB1の壁付近における乱れが強くなり出していることがわかり、 $X/L = 0.99$ (翼後縁) ではB1の境界層内の乱れ度は非常に大きくなっている。 $X/L = 0.99$ の乱れは、B2ではあまり小さくなく、B3ではSmooth翼とほぼ同じ程度である。これらの結果から、表面粗さには層流剥離を抑える効果と、乱流剥離を発達させる効果があることが分かる。

【0021】図7は、入射角の変化に対する翼面マッハ数の変化を示す図である。Re=450000の流入角

129度と132度ではどの粗さの翼でも層流剥離泡を経て乱流へ遷移している。しかし、流入角140度では翼の前縁から乱流境界層になっており後縁部分で乱流剥離が起きている。この乱流剥離は粗い翼ほど大きい。Re=600000の流入角129度と132度では最も粗いB1においてのみ層流剥離が抑えられている。Re=800000では流入角129度と132度において、全ての粗さの翼で層流剥離が無くなっている。このとき、最も粗いB1では大きな乱流剥離が起きている。

【0022】図8はSmooth翼に対する圧損増加量の流入角に対する変化である。高Re域でのB1の圧損が流入角129度と132度においてもかなり大きい。これは先に述べた乱流剥離による。B3は層流剥離にも乱流境界層にも影響しないので圧損の増加は小さい。

【0023】以上の試験結果から以下のことがわかる。

(1) Smooth翼の層流剥離域での排除厚がより大きいことから、粗い翼では層流剥離の程度を小さくすることができる。

(2) 粗い翼では、層流剥離を抑えることはできるものの、乱流境界層の影響で圧力損失は小さくならない。

(3) 高Re領域では、粗い翼では乱流剥離が起こる。

(4) 入射角が設計値以下の場合には、境界層に対する粗さの影響は圧損への影響と似ている。入射角が大きい場合、境界層は粗さに対して敏感に変化する。

(5) 粗さによる圧損の増加量は粗さの高さに支配される。

(6) 圧縮機翼列周りの流れ場は粗さの効果に対して大きく影響する。このことから平板周りの流れ場から得られた結果を圧縮機翼列に適用することができないことが分かる。

【0024】上述したように本発明の方法及び装置によれば、翼背側の前半部分の粗い表面粗さにより層流剥離泡が抑えられ、かつ翼後半部分では表面粗さが細かいので乱流境界層の発達を抑えられる。その結果、翼の圧力損失を低減できる。

【0025】また、特に、図1(A)の実施形態により、翼の前縁(L/E)から背側の弦長の約60%付近までの領域において、Ra=1.6~0.8aの相対的に粗い粗面(9)により、翼背側の前半部分で層流剥離泡を効果的に抑えることができる。また、翼の後半部分を相対的に滑らかな滑面(10)とすることにより、翼後半部分で乱流境界層の発達を効果的に抑えることがで

きる。

【0026】更に、図1(B)の実施形態により、前側部分を全部粗くするのではなく、加速領域であり、乱れ度が生じにくい前縁(L/E)から背側の翼面速度のピーク部までを相対的に滑らかな前縁滑面(10a)とすることで、この部分の抵抗を低減することができる。また、背側の翼面速度のピーク部から背側の弦長の約60%付近までを表面粗さRa=1.6~0.8aの相対的に粗い粗面(9)とすることで、層流剥離泡を効果的に抑えられる。更に、翼の後半部分を表面粗さが相対的に滑らかな後縁滑面(10b)とすることで、全体の圧損を抑え、かつ効率向上を図ることができる。

【0027】なお、本発明は上述した実施形態に限定されず、本発明の要旨を逸脱しない範囲で種々変更できることは勿論である。

【0028】

【発明の効果】上述したように、本発明の圧縮機翼とその圧力損失低減方法は、低レイノルズ数領域における層流剥離泡の発生と乱流境界層の発達を抑制して圧縮機の効率を向上させるとともに、サージ余裕の減少を防止し、圧縮機の安定作動領域を確保することができる等の優れた効果を有する。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明による圧縮機翼の模式的断面図である。

【図2】圧縮機翼列の模式図である。

【図3】各翼の翼面マッハ数分布図である。

【図4】各翼の圧力損失のReに対する変化を示す図である。

【図5】Re450000と600000における境界層計測結果である。

【図6】Re=450000における乱れ度である。

【図7】入射角の変化に対する翼面マッハ数の変化を示す図である。

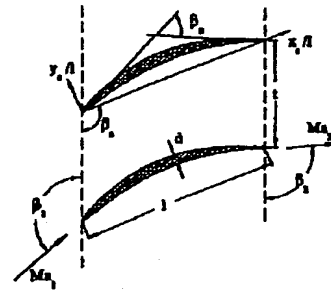
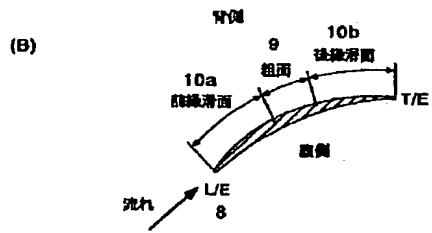
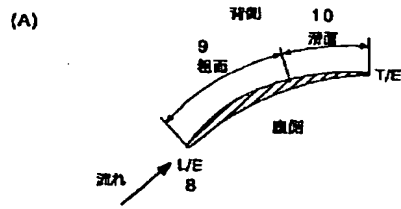
【図8】Smooth翼に対する圧損増加量の流入角に対する変化である。

【図9】ターボジェットエンジンの模式的構成図である。

【符号の説明】

1 空気取入口、2 圧縮機、3 燃焼器、4 ガスタービン、5 アフターバーナ、6 ジェットノズル、7 圧縮機翼、8 前縁(L/E)、9 粗面、10 滑面、10a 前縁滑面、10b 後縁滑面

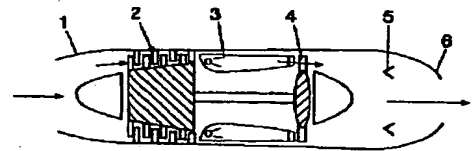
【图 1】



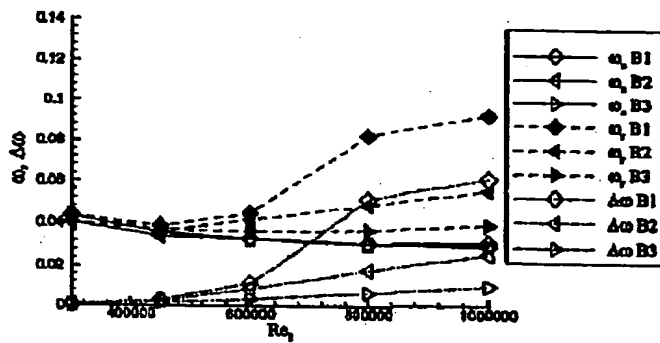
design conditions: NACA 65 K48, $l=180\text{mm}$

\sqrt{l}	= 0.95	Ma_1	= 0.87
$\frac{d}{l}$	= 0.055	Re_1	= 450000
θ_1	= 48°	θ_2	= 132°
θ_3	= 112.5°	θ_4	= 90°

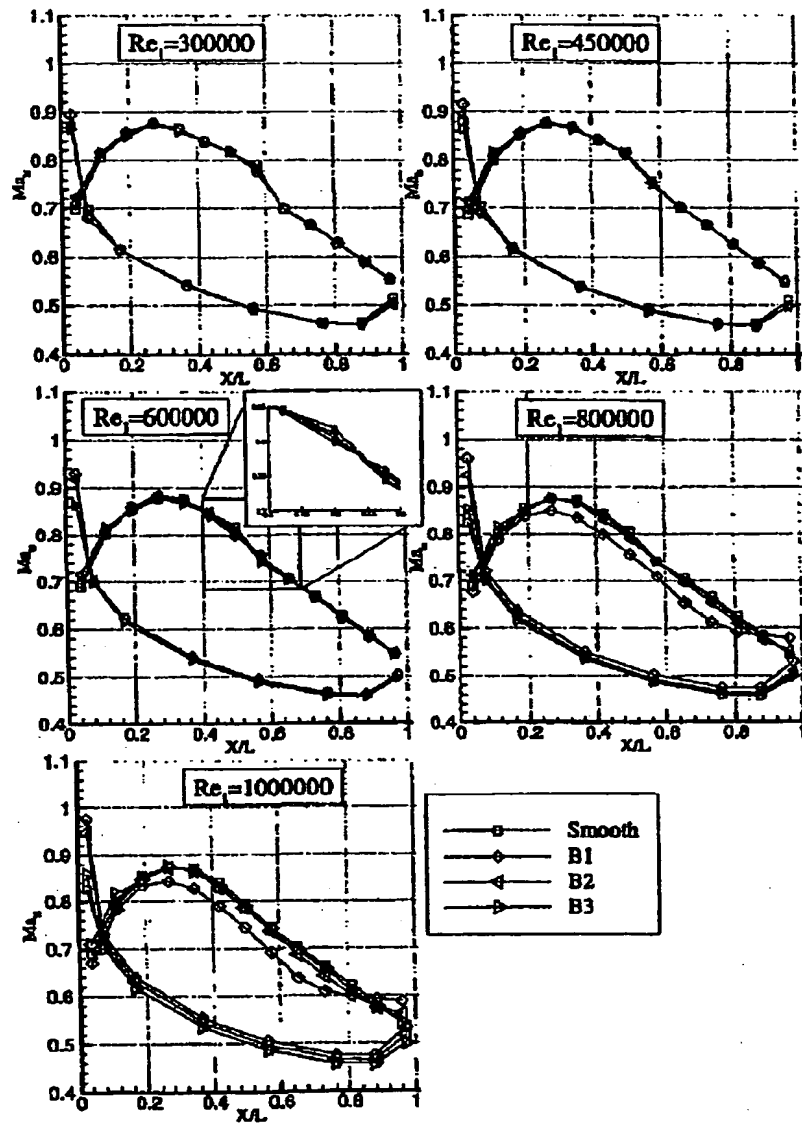
【图 9】



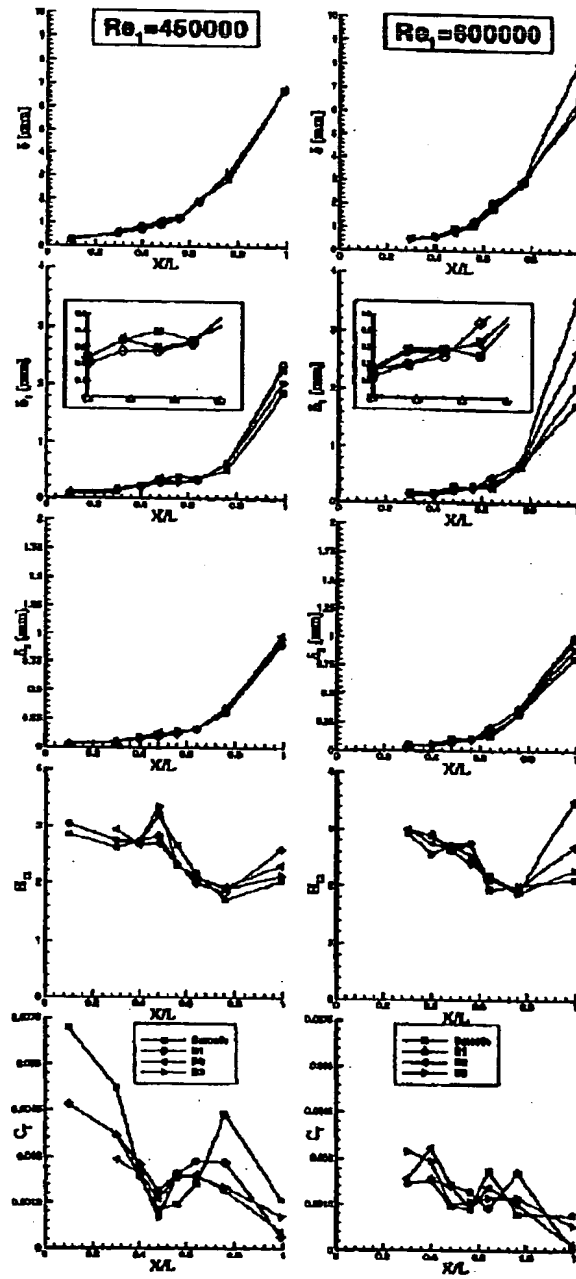
【图 4】



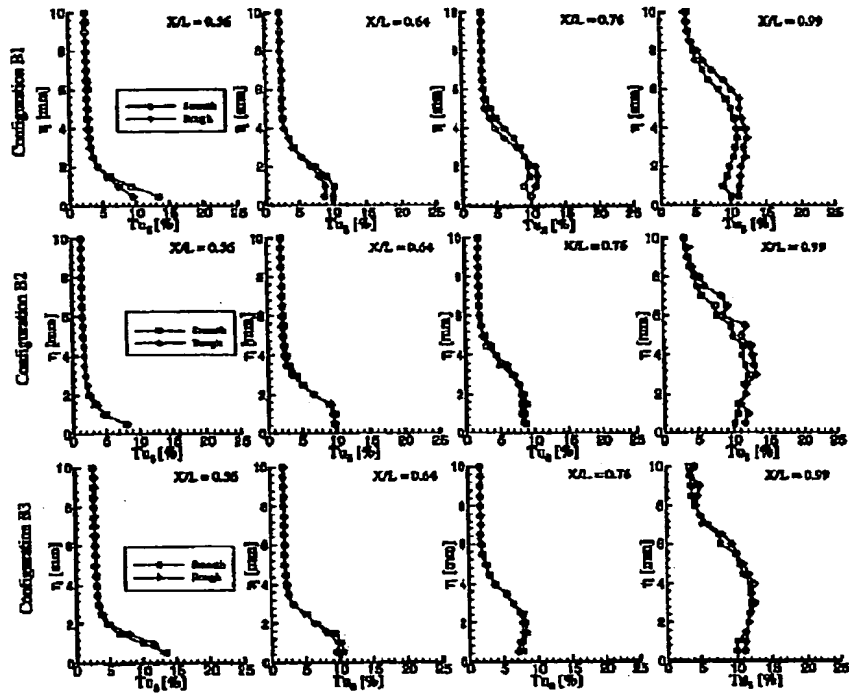
【图3】



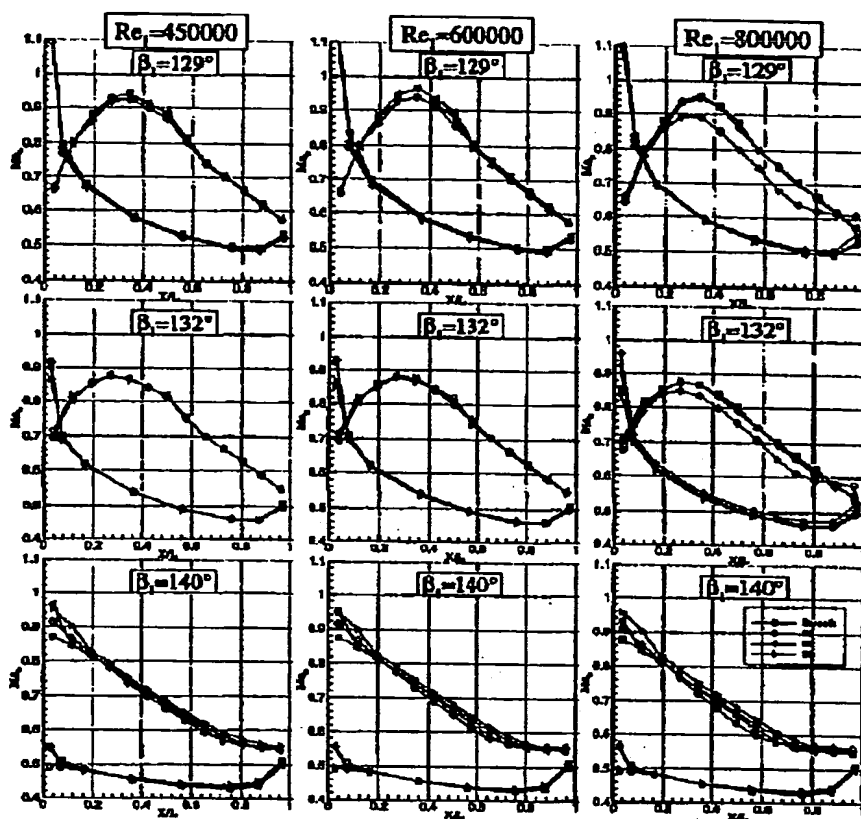
【图5】



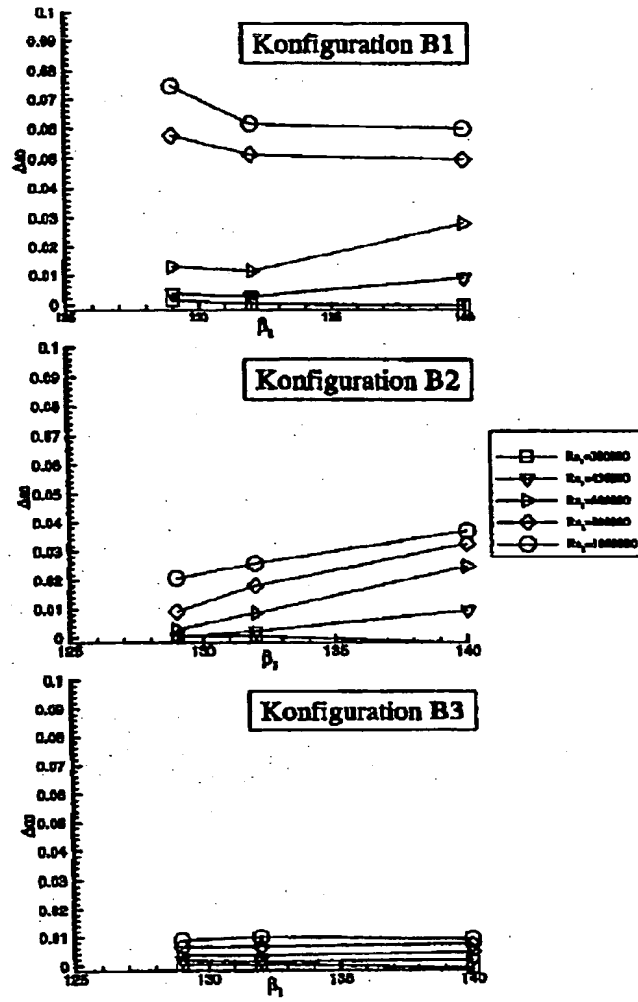
【図6】



【图 7】



【图 8】



**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ **BLACK BORDERS**
- ☐ **IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- ☐ **FADED TEXT OR DRAWING**
- ☐ **BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**
- ☐ **SKEWED/SLANTED IMAGES**
- ☐ **COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**
- ☐ **GRAY SCALE DOCUMENTS**
- ☐ **LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**
- ☐ **REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**
- ☐ **OTHER:** _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.